

# 冲击式涡轮内部流动数值研究

严俊峰, 逯婉若

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 利用商业计算流体力学软件 Numeca 对某冲击式涡轮在不同工况下的内流场进行了定常流动数值模拟, 分析了涡轮的气动参数、流量及效率等的变化规律。分析表明, 冲击式涡轮内部流场非常复杂, 涡轮静子出口马赫数较高, 相应的激波损失较大, 从而涡轮转子的激波损失也较大, 造成气流在靠近尾缘部分分离严重, 这是冲击式涡轮追求低出口速度低反力度造成的。计算表明, 模拟计算结果与试验结果较为吻合。

**关键词:** 涡轮; 数值模拟; 效率

中图分类号: V434.211

文献标识码: A

文章编号: (2009) 01-0031-05

## Numerical analysis of inner flow field for an impulse turbine

Yan Junfeng, Lu Wanruo

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The numerical analysis of the inner flow field using Numeca is presented at the different work points for an impulse turbine. The changes of the aerodynamic parameters, the mass flow and the isentropic efficiency have been investigated in detail. It can be concluded that the flow field in the impulse turbine is very complicated. High Mach number in turbine stator outflow results in a bigger loss of shocks. Airflow separation is serious on the trailing edge of turbine rotor, which is caused by smaller outlet velocity of impulse turbine in low reaction degree conditions. The results show that the numerical analysis data are in agreement with the experimental data.

**Key words:** turbine; numerical simulation; efficiency

收稿日期: 2008-08-01; 修回日期: 2008-09-03。

作者简介: 严俊峰 (1980—), 男, 工程师, 研究领域为涡轮泵设计。

0 引言

冲击式涡轮具有在较低  $U/C$  下效率高、结构紧凑、重量轻、便于加工等优点,在工程上得到了广泛应用<sup>[1]</sup>。随着科技的发展,对涡轮的性能要求也越来越高,有的还有变工况要求,这给认识其内部流动机理,有效的组织其内部流动带来了更大的挑战。

近年来,随着 CFD 技术的不断成熟及发展,CFD 数值模拟技术已经成为对涡轮进行性能预测和设计优化的重要工具<sup>[2-4]</sup>,它可以使设计者充分的认识到涡轮内流动规律、流场特点,对多个设计方案进行优化设计,从而大大缩短研制周期,降低成本。

因此,可以采用 Numeca 软件对冲击式涡轮在假设的不同工况下进行定常流动数值模拟,得到涡轮内部流场分布情况、内部流动规律,为冲击式涡轮的性能预估和优化设计提供参考。

1 网格生成及计算方法

1.1 网格生成

首先采用一维设计方法得到冲击式涡轮的原始设计,从而得到涡轮内部气流通道的几何模型,然后利用 IGG/AutoGrid 软件,生成结构化计算网格<sup>[5]</sup>,如图 1 所示,具体的网格特性如表 1 所示。从表 1 中可以看出,网格的最小正交角度为  $25.67^\circ$ ,达到了 Numeca 软件的计算要求。

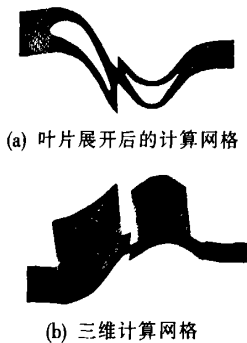


图 1 网格区域  
Fig.1 Mesh region

表 1 各计算单元的网格特性

Tab.1 Mesh quality of various computational cells

	最小正交角度	最大展弦比	网格节点数
静子	$25.67^\circ$	3.99	1,108,225
转子	$27.49^\circ$	3.54	1,413,111

1.2 控制方程

计算时求解三维定常粘性的雷诺平均  $N-S$  方程。考虑到分离流动的存在,为了在计算精度、速度及稳定性方面得到平衡,采用 Sparlirt-Allmaras 单方程湍流模型,如公式 (1) 所示。在 Sparlirt-Allmaras 湍流模型中,利用公式 (2) 将湍流粘滞率  $\tilde{\nu}$  与  $N-S$  方程中的湍流粘度  $\mu$  联系起来。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_{\tilde{\nu}} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left( \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_{\tilde{\nu}} + S_{\tilde{\nu}} \quad (1)$$
$$\mu = \rho \tilde{\nu} f_{v1} = \rho \tilde{\nu} \frac{(\tilde{\nu}/\nu)^3}{(\tilde{\nu}/\nu)^3 C_{v1}} \quad (2)$$

式中,  $t$ 、 $x$ 、 $u$ 、 $\rho$ 、 $\nu$  及  $\mu$  分别为时间、位置坐标、速度、密度、运动粘度及动力粘度;  $C_{v1}$ 、 $Y_{\tilde{\nu}}$  和  $S_{\tilde{\nu}}$  分别为湍流粘度生成项、湍流粘度消去项及源项; 模型常量  $C_{b2}$ 、 $\sigma_{\tilde{\nu}}$  及  $C_{v1}$  的取值分别为<sup>[6]</sup>:

$$C_{b2}=0.622, \sigma_{\tilde{\nu}}=\frac{2}{3}, C_{v1}=7.1。$$

1.3 边界条件

静子与转子间的参数传递采用传统的混合平面处理方式,即上游向下游传递平均总温、平均总压以及平均速度,而下游向上游反馈平均静压。数值方法采用时间追赶的有限体积法,坐标系采用柱坐标系,空间离散采用中心差分,时间离散应用四级龙格-库塔方法,并使用多重网格技术(不低于 3 层)加速收敛。

计算中,工质为理想空气,转子转速给定为假设的变工况点值。进口给定来流平均总压、平均总温、气流角(轴向进气)及湍流粘度。出口

给定静压。

2 计算结果及其分析

2.1 气动参数

表 2 给出了计算模型在所假设的不同变工况条件下, 各典型截面的无量纲静压、马赫数及无量纲总压等。其中, 无量纲静压定义为入口、静子与转子叶间及出口等截面的静压与入口静压之

比。其余无量纲参数的定义与无量纲静压的定义相类似。

从表 2 中可以看出, 静子的入口马赫数只有 0.17 左右, 相应静子部分的总压恢复系数为 0.89 左右; 而静子出口部分和转子部分的马赫数都比较高, 达到了 1.3 左右, 相应的转子总压恢复系数也比较低, 只有 0.75 左右。这表明冲击式涡轮的损失主要发生在涡轮转子部分, 由于马赫数比较高, 相应的激波损失也将比较大。

表 2 气动参数

Tab.2 Aerodynamic parameters

工 况	A	B	C	D
入口马赫数	0.171	0.172	0.172	0.172
静子出口马赫数	1.254	1.235	1.347	1.251
转子入口马赫数(绝对/相对)	1.235/0.961	1.217/0.850	1.315/1.080	1.231/0.886
出口马赫数(绝对/相对)	0.685/0.818	0.868/1.027	0.856/0.982	0.863/1.018
入口总压	1	1	1	1
静子出口总压	0.891	0.895	0.873	0.892
转子入口总压(绝对/相对)	0.863/0.617	0.869/0.565	0.828/0.61	0.864/0.573
出口总压(绝对/相对)	0.409/0.469	0.353/0.424	0.383/0.448	0.357/0.428
静压比	0.303	0.215	0.240	0.219

2.2 马赫数分布

为了详细了解涡轮静子和转子内流场, 图 2 给出了涡轮静子和转子在工况 D 下, 叶片根、中、尖三个截面的等熵马赫数分布, 其中叶根为

10%叶高处, 叶中为 50%, 叶尖为 90%。图 3 和图 4 分别给出了涡轮静子和转子在工况 D 下, 叶片根、中、尖三个截面的相对马赫数云图, 其中黑线表示马赫数为 1.0 的位置。

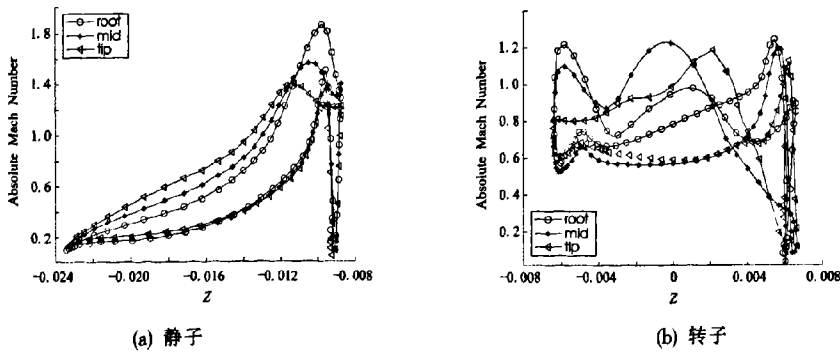


图 2 等熵马赫数分布

Fig.2 Isentropic Mach number distributions

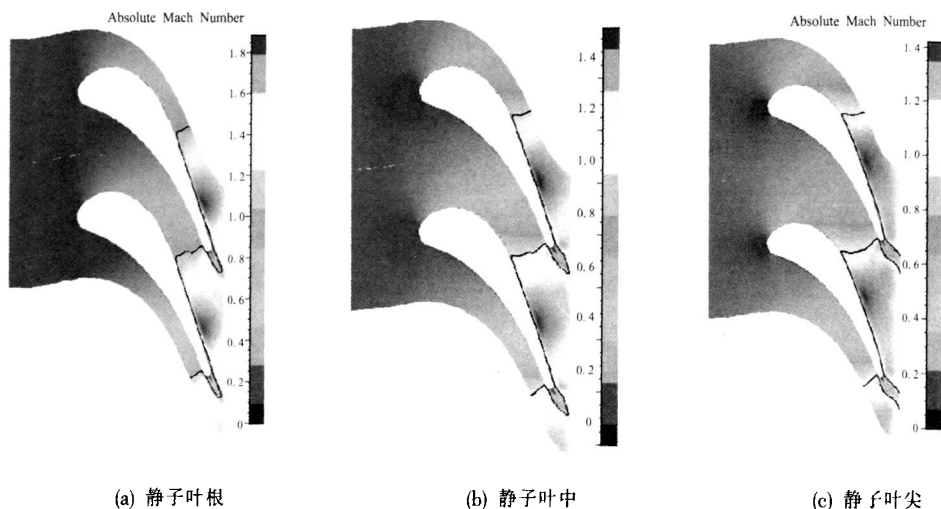


图3 静子相对马赫数分布

Fig.3 Relative Mach number distributions of stator

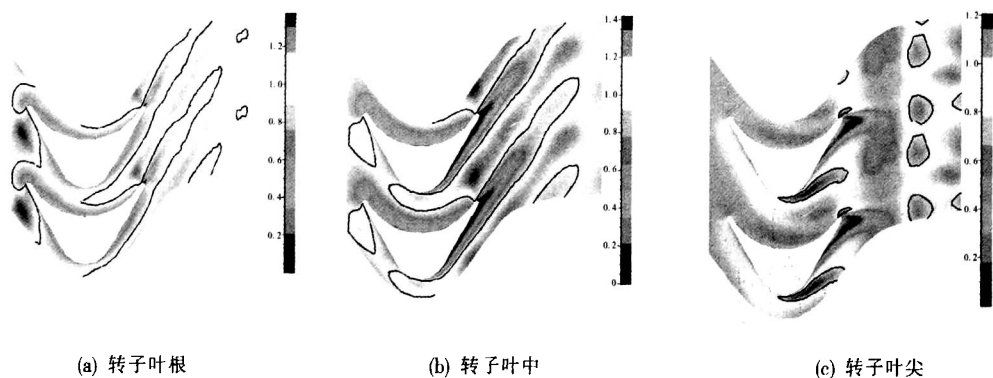


图4 转子相对马赫数分布

Fig.4 Relative Mach number distributions of rotor

由图2可知, 涡轮静子吸力面的等熵马赫数在前面均匀上升到1.6左右, 然后由于激波的影响, 马赫数下降到1.3左右; 压力面的等熵马赫数开始是缓慢上升, 到后半段才急速上升, 达到出口的1.3左右。涡轮转子吸力面峰值马赫数较高, 达到了1.2左右。在转子叶片根部截面, 其峰值马赫数靠近叶片进口, 离尾缘距离很远, 不过在叶片中部, 气流马赫数有所回升, 表明此时的气流扩散度相对较小; 而在叶片中、尖两个截面, 马赫数峰值点离尾缘距离较远, 且此后马赫数持续快速下降, 表明尾缘扩散度较大, 有可能引起气流分离。涡轮转子压力面的等熵马赫数在

叶根截面, 变化较为平稳; 在叶片中、尖两个截面, 其等熵马赫数开始是缓慢上升, 到后半段才急速上升, 达到出口的1.2左右。

由图3的极限流线可以看出, 涡轮静子的二次流影响较小, 吸力面尾缘有激波引起的分离泡存在。由图4的极限流线可以看出, 转子吸力面由于扩散度比较大, 形成了开放式分离, 从而增加了涡轮转子的损失, 这是由于涡轮追求低出口气流速度, 故设计为零反力度冲击式涡轮而造成的。

由图3还可以看出, 涡轮静子出口已经超音, 气流在尾缘首先产生一组膨胀波, 射向相邻

叶片的叶背上而反射出一组反射膨胀波, 气流穿过原生膨胀波系和反射膨胀波系继续超声速膨胀使得静压下降到静子远后方处的压力, 而发生膨胀过度。由于静压必须满足当地的边界条件, 就形成斜激波<sup>[9]</sup>。这道斜激波也射到相邻叶片的叶背上并被反射。反射激波在尾流又会产生新的反射。这样在叶片通道接近尾缘处, 气流就要接连穿过原生膨胀波系和反射膨胀波系以及原生激波和反射激波。由于要维持尾流两侧的静压平衡, 在叶背尾缘处还会产生激波。由图 4 还可以看出, 由于转子尾缘扩散度的影响, 其吸力面尾缘部分已经分离, 流动情况非常复杂。

### 2.3 与试验结果的对比

为了验证模拟计算结果的正确性和有效性, 将计算的等熵效率与试验值进行了对比, 如图 5 所示, 效率的误差如图 6 所示。

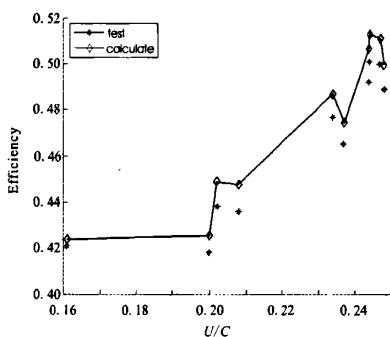


图 5 效率与  $U/C$  的关系

Fig.5 The efficiency vs.  $U/C$

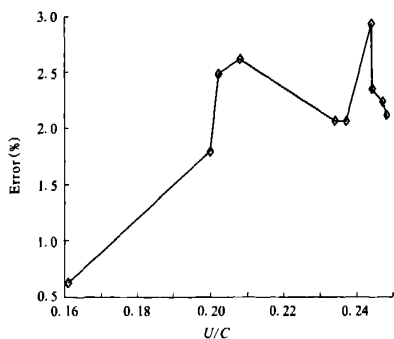


图 6 计算误差

Fig.6 The calculational error vs.  $U/C$

计算得知, 采用 Numeca 软件计算得出的质量流量比试验状态点质量流量大 1 个百分点左右。从图 5 和图 6 中可以看出, 模拟计算得出的效率比试验状态点大 3 个百分点左右。所得的计算结果与试验结果较为吻合, 表明计算方法正确, 结果可靠。

## 3 结论

利用 Numeca 软件, 对某冲击式涡轮内部流场进行了定常流动数值模拟, 揭示了其内部流动规律, 分析表明:

- (1) 涡轮静子出口马赫数较高, 出口部分激波损失较大。
- (2) 涡轮的损失主要发生在转子部分, 这是由于涡轮转子部分马赫数较高, 相应的激波损失也比较大。
- (3) 涡轮转子靠近尾缘部分分离严重, 从而增加了涡轮转子的损失, 这是冲击式涡轮追求低出口气流速度造成的。

### 参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [2] 席光, 王晓峰, 樊会元, 等. NASA 低速离心压气机叶轮内部流动的数值研究 [C]. 中国工程热物理学会流体机械学术会议, 2007.
- [3] 袁宁, 王松涛, 张振家, 等. 涡轮级三维粘性流场的数值模拟[J]. 航空动力学报. 1999, 14(2): 135-138.
- [4] 严俊峰, 陈炜. 高速复合叶轮离心泵多相位流动数值模拟 [J]. 火箭推进. 2007, 33(1): 28-31.
- [5] NUMECA626[Z]. 北京: 尤迈克(北京)流体工程技术有限公司. 2004.
- [6] 张远君. 液体火箭发动机涡轮泵设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社. 1995.
- [7] 黄智勇, 李昌炎, 黄红. 高工况涡轮泵轴系状态对工作可靠性的影响[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 32-35.

(编辑: 马 杰)